

ANALISIS NUMERIK DISTRIBUSI TEKANAN & KECEPATAN ALIRAN UDARA PADA *FUSELAGE* B737-9 MAX

Tri Susilo*, Bismil Rabeta, Fikry Falah

Program Studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma

Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

*Corresponding Author : trisusilo@universitassuryadarma.com

Abstrak – Karakteristik aerodinamika dapat diketahui dengan menggunakan metode komputasi yaitu *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Penelitian ini menganalisis distribusi tekanan dan kecepatan aliran udara pada *fuselage* B737-9 MAX dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan variasi sudut serang 0° , 15° , 30° dan 45° . Hasil yang diperoleh adalah pada sudut serang 0° , 15° perbedaan kecepatan dan tekanan tidak terlalu signifikan atau normal, sedangkan pada sudut serang 30° dan 45° perbedaan kecepatan dan tekanan sangat signifikan atau tidak normal karena aliran udara pada sudut tersebut mengalami turbulensi disekitar *fuselage*.

Kata Kunci : *Computational Fluid Dynamics* (CFD), kecepatan aliran udara, tekanan, *fuselage* B737-9 MAX

Abstract - Aerodynamic characteristics can be known by using computational Fluid Dynamics (CFD) methods. This study analyzes the pressure distribution and velocity of air flow on Fuselage B737-9 MAX using the Computational Fluid Dynamics (CFD) method with variations in attack angles of 0° , 15° , 30° and 45° . The results obtained are at 0° attack angle, 15° the difference in speed and pressure is not too significant or normal, while at the attack angle 30° and 45° the difference in speed and pressure is very significant or abnormal because the air flow at that angle experiences turbulence around the fuselage.

Keywords: *Computational Fluid Dynamics* (CFD), air flow velocity, pressure, *fuselage* B737-9 MAX

I. PENDAHULUAN

Pesawat terbang adalah salah satu jenis alat transportasi udara yang telah berkembang dengan cepat dan modern. Segala aspek diperhitungkan dalam membuat sebuah pesawat terbang mulai dari rancangan, bahan-bahan penyusun, mesin, sayap, sistem, dan lain-lain.

Hal ini sebagai upaya untuk mengedepankan fungsi keselamatan pesawat terbang. Performa suatu pesawat terbang dipengaruhi oleh berbagai aspek, salah satu diantaranya adalah aspek aerodinamika. Suatu terminologi aerodinamika adalah ilmu yang membahas pergerakan udara pada suatu benda (objek) yang melewati udara dengan gaya yang dihasilkannya atau perubahan pada pergerakannya. Lebih luasnya lagi dinamika atau pergerakan udara dan gas-gas lain yang terkandung didalamnya dengan gaya yang terjadi saat pergerakan benda (objek) melewati udara atau benda yang diam pada saat dialiri udara.

Untuk mengetahui karakteristik aerodinamika dapat dilakukan dengan cara pengujian model pesawat terbang melalui *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Pada *Computational Fluid Dynamics* (CFD) tersebut, kita dapat menguji bagian-bagian struktur pesawat terbang seperti: sayap (*wing*), badan (*fuselage*), bidang ekor (*tail*) dan lainnya. Pada *Computational Fluid Dynamics* (CFD) ini dapat mengetahui sifat-sifat aerodinamika pada pesawat terbang.

Berdasarkan latar belakang tersebut diatas, maka dalam penulisan kali ini penulis mencoba menganalisis karakteristik aerodinamika sepanjang permukaan atas dan bawah dari model badan (*fuselage*) pesawat Boeing 737- MAX 9, dikarenakan pesawat merupakan keluaran terbaru dari pabrikan Boeing.

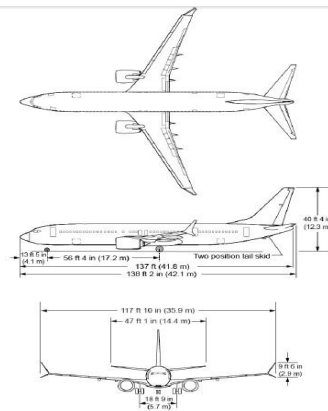
Pada kesempatan kali akan dilakukan simulasi distribusi tekanan dan kecepatan sepanjang permukaan *fuselage* Boeing 737-9 MAX dengan variasi kecepatan aliran udara dan variasi sudut serang. Untuk melakukan analisis komputasi tersebut diatas

penulis menggunakan metode komputasi dengan *software Solidwork*.

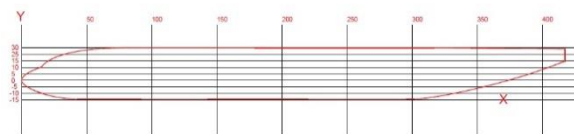
II. METODE PENELITIAN

Dalam penelitian ini ada beberapa langkah yang dilakukan untuk mendapatkan hasil analisis distribusi tekanan dan kecepatan. Langkah pertama mencari data spesifikasi pesawat Boeing 737 9 MAX setelah itu pembuatan pemodelan dengan *software* dengan perbedaan sudut serang $0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ dan 45° lalu melakukan proses *flow simulation* dengan menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD) setelah hasil dari *flow simulation* didapat, lanjutkan ke analisis data berdasarkan perbedaan sudut tersebut, dan memberikan kesimpulan dalam bentuk data dan Gambar.

2.1 Spesifikasi Pemodelan



Gambar 2.1 Geometri Fuselage B737-9 Max

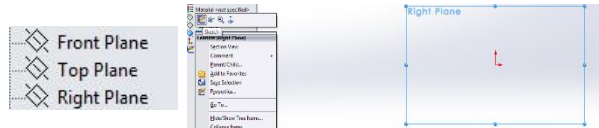


Gambar 2.2 Permodelan Fuselage B737-9 Max

2.2. Geometry

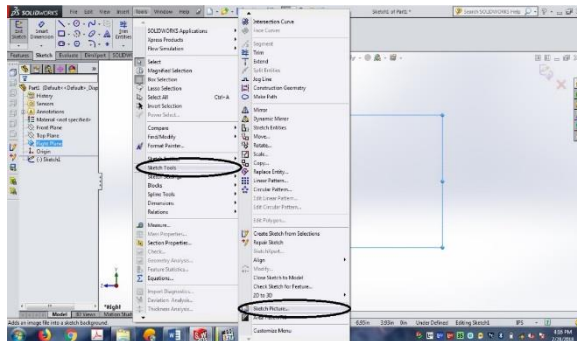
Proses permodelan dilakukan dalam beberapa tahap sebagai berikut :

1. Klik *Right Plane* lalu edit *Sketch*.



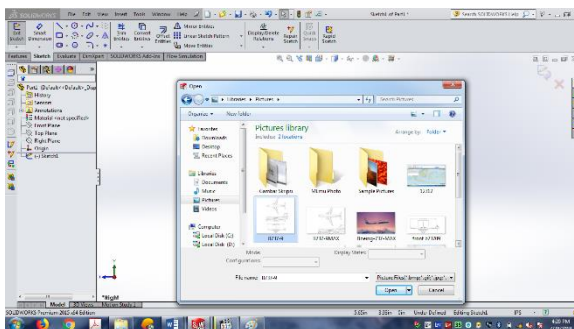
Gambar 2.3 Proses Permodelan *Fuselage B737-9 MAX*

2. Klik *Sketch Tools* lalu pilih *Sketch Picture*.



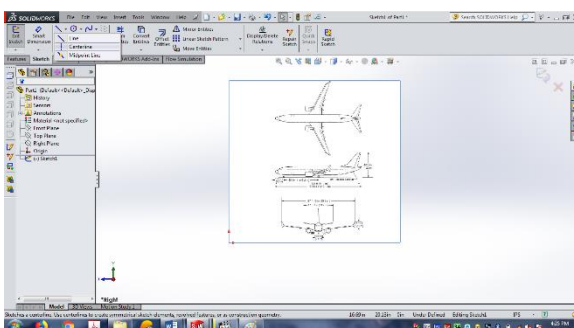
Gambar 2.4 Pembuatan *Surface* untuk *Fuselage B737-9 MAX*

3. Pilih Gambar di dokumen sesuai keinginan

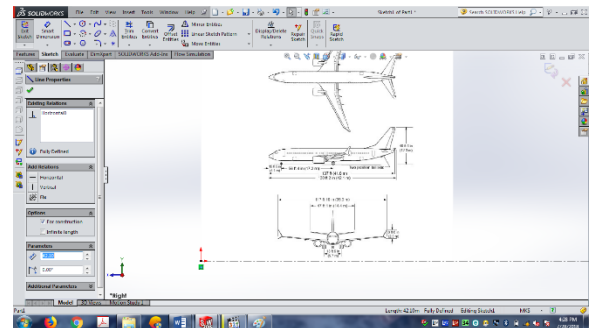


Gambar 2.5 Pemilihan Gambar *Sketch*

4. Pembuatan Garis Bantu



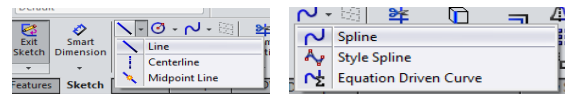
Gambar 2.6 Menggunakan *Centerline*



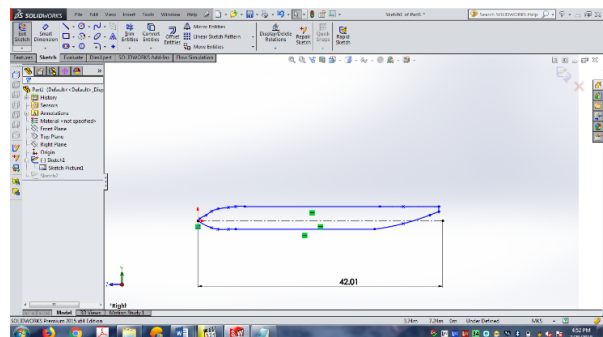
Gambar 2.7 Pemilihan Garis Bantu

Pada proses **Gambar 2.6** mengklik *command line* lalu pilih *centerline* untuk membuat garis bantu, setelah itu pada **Gambar 2.7** memasukkan ukuran yang sudah disesuaikan dari Gambar *sketch*.

5. Pembuatan model 2D untuk tampak samping



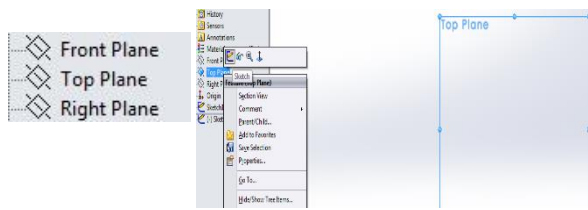
Gambar 2.8 *Command Tools*



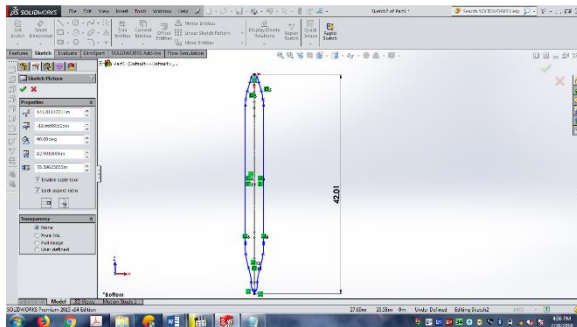
Gambar 2.9 Pembuatan untuk tampak samping

Pada proses pembuatan tampak samping menggunakan *command line* dan *spline* untuk bertujuan untuk menyatukan antara garis-garis yang ingin dibuat berdasarkan referensi Gambar.

6. Buat model 2D untuk tampak atas



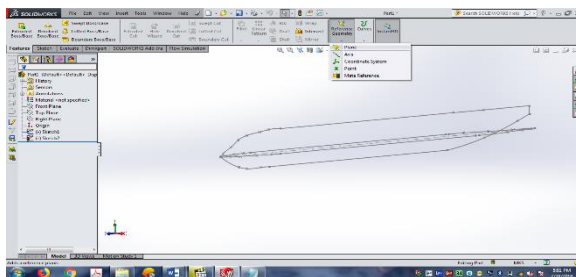
Gambar 2.10 Proses Permodelan *Fuselage* B737-9MAX tampak atas



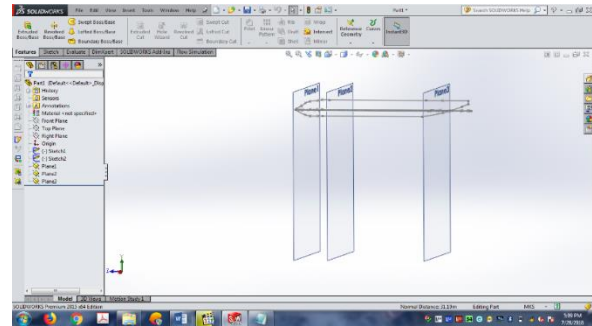
Gambar 2.11 Permodelan untuk tampak atas

Pada proses pembuatan model tampak atas sama dengan pembuatan model tampak samping tetapi untuk *sketch* awal menggunakan *Top Plane* dan menggunakan command yang sama pada **Gambar 2.8**.

7. Pilih *Feature* dan *Reference Geometry* untuk membuat bidang 3D



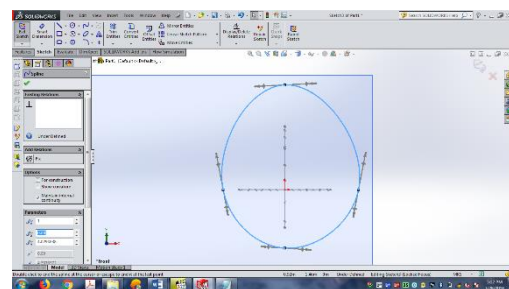
Gambar 2.12 Pemilihan bidang menggunakan *plane*



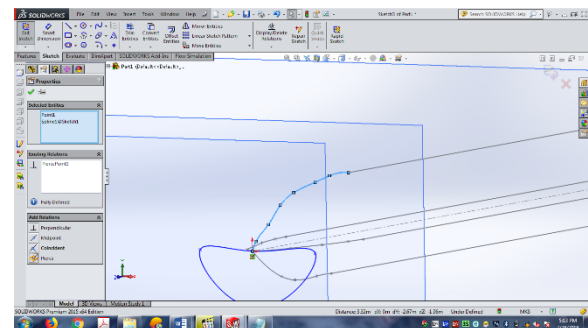
Gambar 2.13 Pembuatan bidang pada *fuselage* untuk tampak samping

Setelah pembuatan 2D untuk tampak samping dan tampak atas selesai selanjutnya pembuatan bidang atau plane untuk dijadikan 3D dan pembuatan bidang diawali dengan tampak samping terlebih dahulu.

8. Buat lingkaran menggunakan *spline*



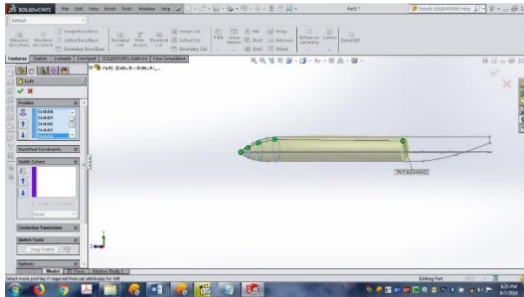
Gambar 2.14 Membuat lingkaran untuk tampak depan tahap 1



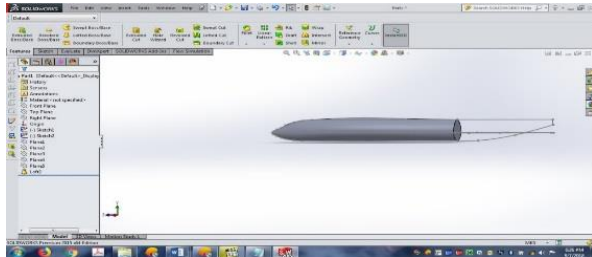
Gambar 2.15 Pembuatan lingkaran tampak depan tahap 2

Pada proses ini adalah penggabungan bidang bidang yang sudah dibuat secara oval atau lingkaran pada **Gambar 2.14** dengan menyatukan lingkaran dengan garis 2D menggunakan command *pierce* yang ada pada **Gambar 2.15**.

9. Klik *features* lalu klik mode *Lofted boss/bass* pada *toolbar Features*.



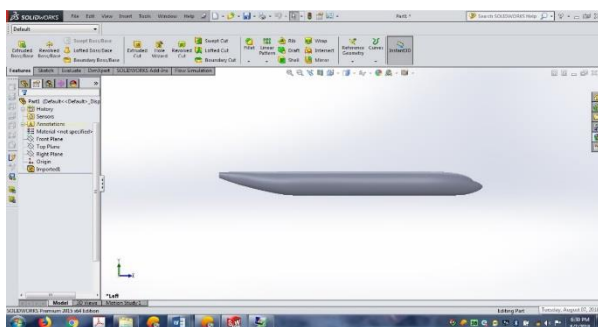
Gambar 2.16 Pembuatan 3D tahap 1



Gambar 2.17 Pembuatan 3D tahap 2

Pada proses ini adalah pengambungan lingkaran yang sudah dibuat pada **Gambar 2.14** dan **Gambar 2.15** untuk selanjutnya di lofted dan diklik lingkaran lingkaran tersebut pada **Gambar 2.16** dan sampai akhirnya jadi seperti **Gambar 2.17**.

10. Hingga akhirnya seperti ini



Gambar 2.18 Proses akhir permodelan

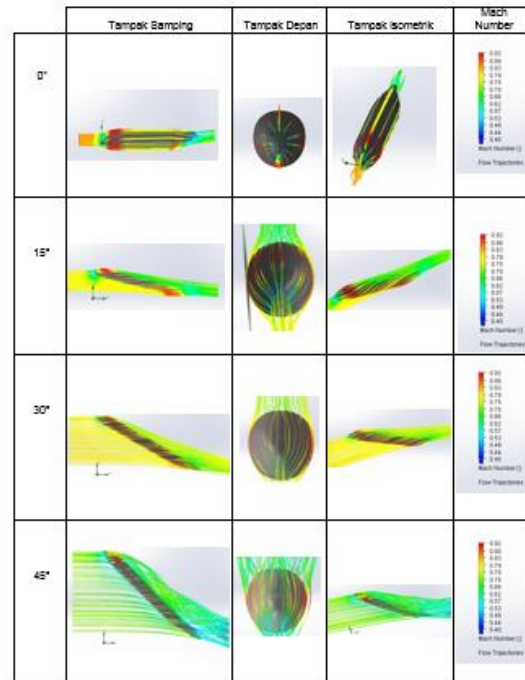
Jika sudah menjadi seperti **Gambar 2.18** maka Gambar siap diuji coba dengan menggunakan *flow simulation*.

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 *Trajectories Mach Number*

Gambar – Gambar berikut merupakan hasil *flow simulation* dengan variasi sudut

(0° , 15° , 30° , 45°). Menggunakan menu *flow trajectories* yang mengGambarkan kecepatan aliran udara terhadap sumbu (X) di sekitar permukaan *fuselage*, dengan menggunakan kecepatan 0.8 Mach.



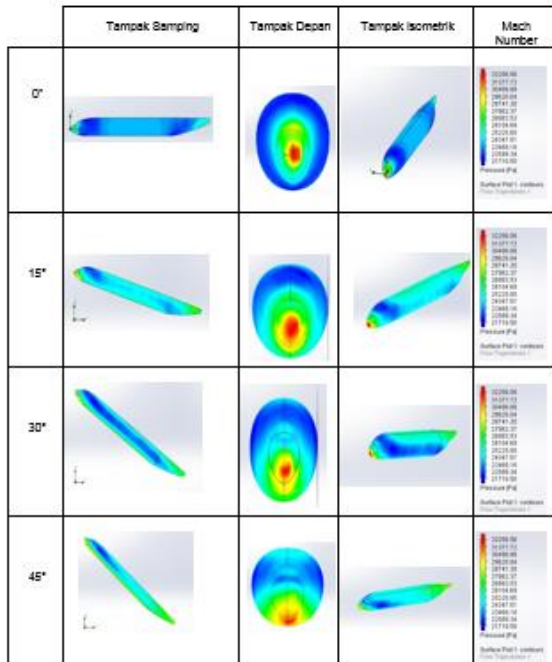
Gambar 3.1 *Flow Trajectories Mach Number* (X) 0° , 15° , 30° , 45° tampak samping, depan dan isometrik

Gambar 3.1 menunjukkan aliran kecepatan udara yang mengalir disekitar *fuselage* yang memiliki sudut 0° , 15° , 30° , dan 45° . Kecepatan aliran udara yang digunakan sebesar 0.8 Mach. Gambar yang di tampilkan dalam bentuk tampak samping, depan dan isometrik agar kecepatan aliran udara dapat diamati dengan jelas.

3.2 *Surface Plot Pressure*

Gambar – Gambar berikut merupakan hasil *flow simulation* menggunakan menu *surface plots* dengan variasi sudut (0° , 15° , 30° , dan 45°) Gambar yang di tampilkan dalam bentuk tampak samping, depan dan isometrik agar beban pada permukaan *fuselage* pesawat dapat diamati dengan jelas. Untuk beban pada permukaan model ini berdasarkan *pressure* yang terjadi pada seluruh permukaan area *fuselage*. Pada *surface plots* seluruh kondisi batas yang

dipakai sama dan dialiri dengan kecepatan udara sebesar 0.8 Mach.



Gambar 3.2 Surface plot pressure (X) 0°,15°,30°,45° tampak samping, depan dan isometric

Gambar 3.2 menunjukkan aliran tekanan udara yang mengalir dipermukaan *fuselage* yang memiliki variasi sudut 0°, 15°, 30°, dan 45°. Kecepatan aliran udara yang digunakan 0.8 Mach. Gambar yang di tampilkan dalam bentuk tampak samping, depan dan isometrik agar aliran udara dapat diamati dengan jelas.

3.3 Goal Plot

Hasil perhitungan flow simulation didapat dengan menggunakan global plot pada menu.

Tabel 3.1 Goal plot 0°

Goal Name	Unit	Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Min Static Pressure 1	[Pa]	21067.63902	21065.70221	21081.08291
GG Max Static Pressure 1	[Pa]	37272.78671	37224.67704	37445.05512
GG Min Total Pressure 1	[Pa]	21067.63902	21065.70221	21081.08291
GG Max Total Pressure 1	[Pa]	46917.20885	46803.47126	47177.99687
GG Min Velocity 1	[m/s]	0	0	0
GG Max Velocity 1	[m/s]	255.2285587	254.6777809	255.4694952

Tabel 3.2 Goal plot 15°

Goal Name	Unit	Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Min Static Pressure 1	[Pa]	18948.63099	18947.66842	18987.69207
GG Max Static Pressure 1	[Pa]	32620.51572	32620.33893	32624.91704
GG Min Total Pressure 1	[Pa]	18948.63099	18947.66842	18987.69207
GG Max Total Pressure 1	[Pa]	38823.31771	38813.42929	38824.31768
GG Min Velocity 1	[m/s]	0	0	0
GG Max Velocity 1	[m/s]	270.0190431	269.6659686	270.022426

Tabel 3.3 Goal plot 30°

Goal Name	Unit	Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Min Static Pressure 1	[Pa]	15496.20486	15334.56733	15501.56355
GG Max Static Pressure 1	[Pa]	36320.94659	36293.14459	36320.94659
GG Min Total Pressure 1	[Pa]	15496.35954	15334.72201	15501.71823
GG Max Total Pressure 1	[Pa]	44995.98181	44975.19714	45015.86362
GG Min Velocity 1	[m/s]	0	0	0
GG Max Velocity 1	[m/s]	296.4926766	296.4311118	296.7865746

Tabel 3.4 Goal plot 45°

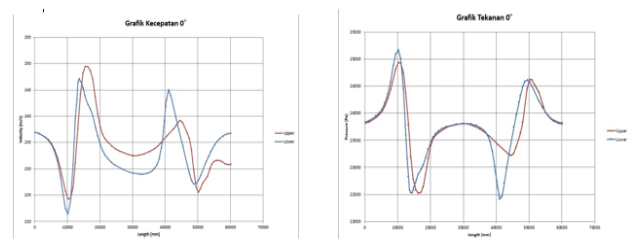
Goal Name	Unit	Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Min Static Pressure 1	[Pa]	11462.06289	11451.99424	11501.07691
GG Max Static Pressure 1	[Pa]	39457.77676	39436.03468	39457.80374
GG Min Total Pressure 1	[Pa]	11462.33043	11452.26179	11501.34446
GG Max Total Pressure 1	[Pa]	47010.25796	46962.21443	47014.48371
GG Min Velocity 1	[m/s]	0	0	0
GG Max Velocity 1	[m/s]	333.9202678	333.9202678	334.2849331

Tabel 3.1, Tabel 3.2, Tabel 3.3, dan Tabel 3.4 menjelaskan tentang hasil Goal Plot pada variasi sudut (0°, 15°, 30°, dan 45°). Nilai *pressure* tertinggi pada sudut 45° yaitu sebesar 39457 Pa sedangkan untuk *pressure* terendah pada sudut 15° yaitu sebesar 32624 Pa, dan untuk kecepatan tertinggi pada sudut 45° yaitu sebesar 334 m/s dan kecepatan terendah pada sudut 0° yaitu sebesar 255 m/s.

3.4 Perbandingan Grafik

Dalam penulisan tugas akhir ini penulis membandingkan antara kecepatan dan tekanan dengan menggunakan kecepatan sebesar 0.8 Mach dan varisi sudut 0°, 15°, 30°, 45° sebagai berikut :

3.4.1 Perbandingan Grafik Sudut 0°

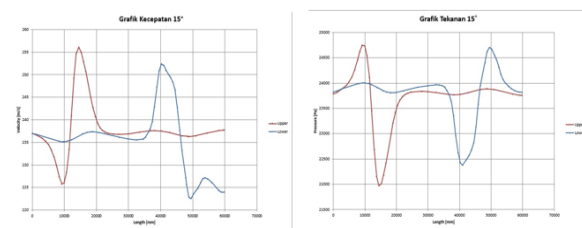


Gambar 3.3 Grafik Sudut 0°

Dapat dilihat pada grafik sudut 0° perbedaan tekanan dan kecepatan *upper* dan *lower* bahwa kecepatan dan tekanan berbanding terbalik terhadap sudut yang diberikan, pada saat kecepatan dari sumbu X atau arah aliran 237 m/s mengalami penurunan sampai 224 m/s untuk jarak 10000 mm untuk bagian *upper*, sedangkan untuk bagian *lower* juga mengalami penurunan kecepatan sebesar 221 m/s dari kecepatan awal 237 m/s sampai 10000 mm hal ini terjadi karena adanya benturan aliran terhadap *fuselage* dan untuk tekanan mengalami kenaikan, lalu pada 10000 mm kecepatan mengalami kenaikan yang sangat signifikan dari 225 m/s sampai 247 m/s untuk bagian *upper* sedangkan *lower* dari 222 m/s sampai 244 m/s.

Pada ujung *fuselage* 10000 mm sampai jarak 15000 mm terjadi perubahan penurunan tekanan yang sangat signifikan, jarak 20000 mm sampai 40000 mm mengalami penurunan dan kenaikan yang tidak terlalu signifikan dan pada jarak 40000 mm sampai 50000 mm terdapat perbedaan tekanan yang cukup signifikan, hal ini terjadi dikarenakan adanya perbedaan bentuk *fuselage* untuk bagian *upper* dan *lower*.

3.4.2 Perbandingan Grafik Sudut 15°



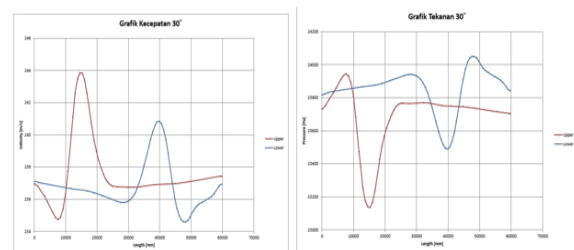
Gambar 3.4 Grafik Sudut 15°

Grafik perbandingan kecepatan dan tekanan pada sudut 15° untuk jarak 0 sampai 10000 mm mengalami penurunan kecepatan untuk dibagian *upper* dari 237 m/s menjadi 227 m/s hal ini terjadi karena perubahan sudut akan berpengaruh terhadap aliran untuk bagian *lower* tidak ada perubahan yang signifikan karena aliran terus mengalir dan menyentuh bagian yang berbeda dengan *upper* dan tekanan untuk bagian *upper* pun menjadi naik karena adanya tekanan sedangkan untuk *lower* juga

mengalami kenaikan tapi tidak terlalu signifikan, untuk jarak 10000 mm sampai 15000 mm mengalami kenaikan kembali dari 227 m/s sampai 256 m/s untuk bagian *upper* sedangkan pada bagian *lower* tidak ada perubahan dari awal adanya kecepatan tersebut.

Sedangkan untuk nilai tekanan pada bagian *upper* dan *lower* memiliki perbedaan yang sangat signifikan di setiap jaraknya, dimana pada bagian *upper* tekanan terbesar pada jarak 10000 mm dan tekanan terendah pada jarak 15000 mm. Pada bagian *lower* tekanan terbesar pada jarak 50000 mm dan tekanan terendah pada jarak 40000 mm. Hal ini terjadi adanya perubahan sudut dari *fuselage* yang sangat berpengaruh pada perubahan nilai tekanan dan kecepatan

3.4.3 Perbandingan Grafik Sudut 30°



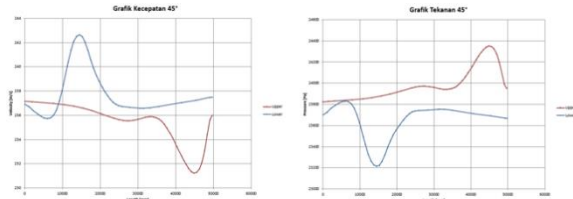
Gambar 3.5 Grafik Sudut 30°

Sedangkan untuk sudut 30° kecepatan dari 0 sampai 10000 untuk bagian *upper* juga mengalami penurunan dari 237 m/s sampai dengan 233 m/s dan untuk *lower* tidak mengalami perubahan yang signifikan beda dengan pada sudut 15° hal ini terjadi karena aliran kecepatan yang mengalir tidak terlalu parah dibandingkan dengan aliran kecepatan pada sudut 0° dan 15° , tetapi pada saat jarak 10000 mm sampai dengan 15000 mm kecepatan aliran meningkat sangat drastis untuk bagian *upper* dari 233 m/s sampai dengan 244 m/s.

Sedangkan itu pada jarak 15000 mm sampai dengan 20000 mm bagian *upper* mengalami penurunan kecepatan dari 244 m/s sampai 237 m/s kembali pada awal kecepatan tetapi ketika jarak 20000 mm sampai 30000 mm untuk bagian *lower* mengalami kenaikan dari 237 m/s sampai dengan 241 m/s hal ini terjadi karena struktur

fuselage yang berbeda dan juga dipengaruhi oleh sudut, dan untuk tekanan berbanding terbalik terhadap kecepatannya.

3.4.4 Perbandingan Grafik Sudut 45°



Gambar 3.6 Grafik Sudut 45°

Pada grafik diatas dapat dilihat bahwa ada perubahan kecepatan dan tekanan dari jarak 0 sampai 10000 mm untuk *lower* mengalami penurunan kecepatan dari 237 m/s sampai 235 m/s hal ini terjadi karena bagian *lower* terlebih dahulu yang mengenai aliran udara sedangkan untuk *upper* tidak terlalu signifikan untuk berubah kecepatan dan tekannya tetapi untuk tekanan *lower* mengalami penurunan, sedangkan untuk jarak 10000 mm sampai 15000 mm untuk bagian *lower* mengalami peningkatan hal ini terjadi karena aliran yang terkena oleh *fuselage* terlebih dahulu adalah bagian *lower*

Tetapi untuk bagian *upper* tidak terpengaruh aliran kecepatan yang lebih banyak dari pada lower tetapi pada jarak 33000 m/s sampai 45000 m/s aliran kecepatan *upper* mengalami penurunan dari 236 m/s sampai 231 m/s lalu mengalami kenaikan kembali menjadi 236 m/s sedangkan untuk *lower* tetap sama hal ini terjadi karena aliran pada *fuselage* sudah tidak berpengaruh lagi, dan untuk tekanannya berbanding terbalik terhadap kecepatannya.

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil yang diperoleh pada pembahasan, maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Pada *fuselage* Boeing 737 MAX 9 ini telah diketahui untuk kecepatan 0.8 Mach dengan variasi sudut 0°, 15°, 30°, 45°. Dengan demikian untuk kecepatan 0° didapat 254 m/s – 255 m/s, sedangkan tekanannya 46803 Pa – 47177 Pa, untuk

15° didapat kecepatan 269 m/s – 270 m/s dengan tekanannya 38813 Pa – 38824 Pa, sedangkan untuk 30° didapat kecepatan 296 m/s – 296 m/s dan tekanannya 44975 Pa – 45015 Pa, dan untuk 45° kecepatannya 333 m/s – 334 m/s, dan tekanannya 46962 Pa - 47014 Pa.

2. Dengan memperhatikan hasil visualisasi aliran yang ada bahwa setiap sudut yang berbeda mengalami perubahan aliran kecepatan dan aliran tekanan berbeda, tetapi untuk aliran kecepatan dan aliran tekanan berbanding terbalik terhadap aliran tersebut.
3. Dalam pengujian ini dapat dilihat bahwa sudut 0°, 15°, 30°, 45° mengalami perbedaan tekanan dan kecepatan, untuk sudut 0°, 15° masih bisa dibilang normal untuk sebuah pesawat, sedangkan pada sudut 30° dan 45° sudut tidak normal untuk sebuah sudut pesawat karena aliran pada sudut tersebut sudah diatas rata-rata normal atau banyak mengalami turbulensi.

DAFTAR PUSTAKA

1. Federal Aviation Administration. 2012. *Aviation Maintance Technician Handbook-airframe*. USA : Department of Transportation https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/05_phak_ch3.pdf, diakses pada tanggal 30 Juni 2018
2. Boeing Commercial Airplanes, 2018, *Configuration Specification Boeing 737-MAX 9*, USA
3. Boeing 737-MAX 9 Efficiency, Reliability, Passenger appeal <https://www.boeing.com/commercial/737max/>, diakses pada 29 Juni 2018
4. Anderson, Jhon D, Jr. 1995. *Computational Fluida Dynamic (2nded)*. New York: McGraw